

## 액체로켓의 연소안정을 위한 유량공급에 관한 실험적 연구

박희호\* · 김 유<sup>†</sup> · 조남춘\*\* · 금영탁\*\*  
(2001년 7월 12일 접수, 2002년 4월 11일 심사완료)

### A Study on the Flow Control for Stable Combustion of Liquid Rocket

Hee-Ho Park, Yoo Kim, Nam Choon Cho and Young Tag Keum

**Key Words:** Cavitating Venturi, Liquid Rocket Engine (액체로켓엔진), Hard Start (격한 시동)

#### Abstract

In liquid rocket engine, propellant feed rate is proportional to approximately square root of the pressure difference between injector head and combustion chamber. This  $\Delta P$  depends on the engine design, but in general on the order of 50psi. However, during ignition period, especially for the pressurized feed system, combustion chamber pressure is almost atmospheric and large  $\Delta P$  causes over flow of propellants which may lead to catastrophic accident due to hard start. Hard start may be prevented by applying cavitating venturi or/and two step ignition. In cavitating venturi, evaporated propellants near the venturi throat become choked and flow rate depends on only upstream condition. In two step ignition propellants are supplied to the liquid engine in two different flow rate. First step, to avoid hard start, small amount of propellants are supplied to build up chamber pressure in safe zone, then full propellants to ensure design pressure. In this study, both cavitating venturi and two step ignition method were used for the hot test and hard start problem was completely solved.

#### 기호설명

$A_{th}$  : 벤츄리의 목 면적  
 $C_d$  : 손실 계수  
 $\dot{m}_{act}$  : 실제 공급유량  
 $\dot{m}_c$  : 초크된 공급유량  
 $\dot{m}_r$  : 공급유량 비  
 $P_{down}$  : 하부 압력  
 $P_t$  : 벤츄리의 목 압력  
 $P_{up}$  : 상부 압력  
 $P_{up,act}$  : 실제 상부 압력

$P_{up,d}$  : 설계 상부 압력  
 $P_{up,r}$  : 상부 압력 비  
 $P_v$  : 증기압  
 $dP_r$  : 압력강하 비  
 $dP_{r,crit}$  : 임계 압력강하 비  
 $\rho$  : 밀도

#### 1. 서론

액체로켓은 고압가스를 이용하거나 터보펌프를 이용하여 추진제를 공급한다. 터보펌프는 주로 고추력이고, 연소시간이 비교적 긴 엔진에 응용된다. 압축가스방식은 헬륨이나 질소 같은 불활성가스를 고압탱크에 저장해 두었다가 일정한 압력으로 추진제를 밀어내어 공급하는 방식으로 제작 및 사용이 간단한 장점이 있다.

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 충남대학교 기계공학과

E-mail : yookim@hanbat.chungnam.ac.kr  
TEL : (042)821-5643 FAX : (042)823-4515

\* 충남대학교 기계공학과

\*\* 한양대학교 기계공학과

압축가스방식은 압력 차에 의해 공급 유량이 결정되므로 공급압력은 연소압력보다 높아야 함은 물론이며, 공급관 내의 압력손실 등을 고려하여야 한다. 이러한 조건을 모두 고려하여 선정된 공급압력에 의하여 설계된 추진제 유량이 추력실에 공급되어 정상 연소가 이루어진다.<sup>(1)</sup>

그러나 점화초기에는 연소실의 압력이 대기압 상태이므로 추진제의 공급유량은 설계치 이상의 과다한 추진제가 공급되어, 이로 인해 hard-start가 발생하는 등 로켓에 치명적인 손상을 줄 수 있다. Fig. 1은 hard-start 발생으로 인한 로켓 엔진의 손상을 보여주고 있다.

본 연구에서는 이러한 hard-start를 방지하고 더

욱 안정된 로켓엔진의 연소를 위해 추진제를 2단계에 걸쳐 걸쳐 공급하고, Cavitating venturi를 사용하여 로켓의 연소와는 관계없이 일정한 추진제가 공급되도록 하였다.

액체로켓 개발 선진국에서는 오래 전부터 사용되었으며, NASA와 일부 대학에서 이에 대한 연구가 오랜 동안 진행되었으나, 연구결과는 공식적으로 보고되지 않고 있다. 로켓관련 기술이전이 어려운 현실에서 개발이 시급하지만, 아직도 국내에서는 이에 대한 연구가 거의 전무한 실정이다.

## 2. 이론적 배경

### 2.1 2단계 공급시스템

연소초기 추진제의 과잉공급을 막기 위해서 설계된 추진제 공급유량보다 적은 추진제가 예연소 단계에서 공급되어 연소실에 예연소압을 형성하는 2단계 추진제 공급방식을 채택하였다. 예연소압이 형성된 연소실에 주연소 단계의 추진제를 공급하면 추진제 공급압과 연소압의 차인  $\Delta P$ 를 줄일 수 있어 추진제의 과잉 공급을 막을 수 있도록 하였다. 그러나 추진제를 2단계로 공급함으로써 초기의 과잉공급량을 줄일 수는 있으나, 연소압의 변화에 따라 추진제의 공급 유량이 변하기 때문에 안정된 유량을 공급하는데 어려움이

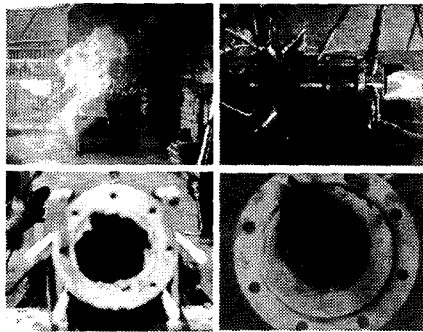


Fig. 1 The destructed liquid rocket engine

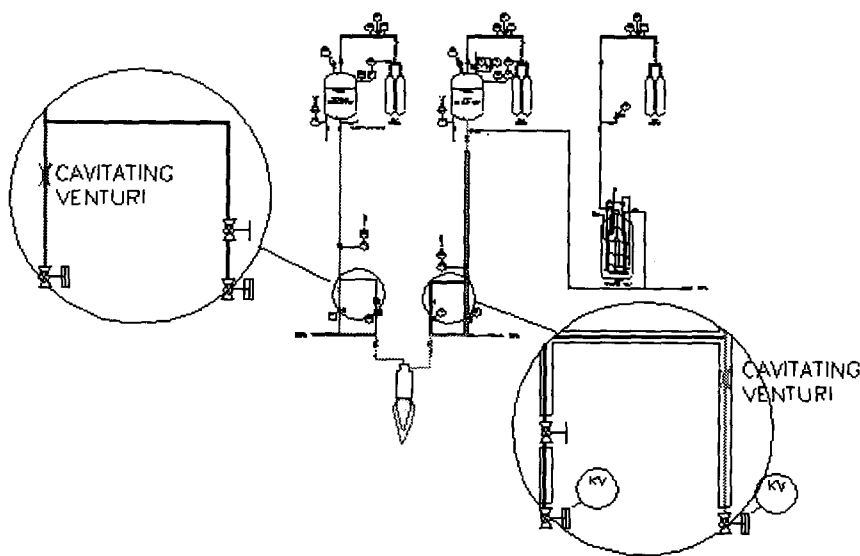


Fig. 2 Feed system of ground firing test for liquid rocket engine

있다.

따라서 본 연구에서는 2단계 추진제 공급과 함께 주연소단계 추진제 공급라인에 Cavitating venturi를 장착하여 안정된 추진제를 공급하도록 하였다.<sup>(2)</sup> Fig. 2는 수정된 추진제 공급시스템의 개략도이다.

## 2.2 Cavitating Venturi

Cavitating venturi에서는 액체가 포화증기압에 도달할 때까지 가속되다가 목 부근에서 순간적으로 기화되며, 이 증기는 후에 venturi의 디퓨저에서 약간의 손실만을 동반한 채 응축된다.<sup>(3)</sup> 이때, 목에서 증기의 속도는 음속이 되며, 이때부터는 cavitating venturi 하류 측의 압력이 변해도 목에서  $M=1$ 이 유지되고, 유량도 변하지 않는다. 쇼크(choke)상태가 된다. 유량은 단지 상류의 압력에 의해서만 결정되며, 하류부분의 압력 변화는 영향을 미치지 않는다. 목에서 cavitation이 발생하여 choke된 유량은 다음과 같이 나타낼 수 있다.<sup>(5-8)</sup>

$$\dot{m}_c = C_d A_{th} \sqrt{2\rho(P_{up} - P_v)} \quad (1)$$

$P_{up}$ 는 cavitating venturi 상류측의 압력이고,  $P_v$ 는 상류의 온도에서의 증기압이다. 식 (1)과 같이 유량은 오로지 상류부분의 절대압력에 의해 정해지며, 하류부분 압력변화의 폭이 크더라도 전혀 영향을 미치지 않는다.

따라서, 로켓의 경우처럼 추력실 내의 압력이 넓은 범위에 걸쳐 변하더라도 유량을 일정하고 안정되게 공급하는 것이 가능하며, Cavitating venturi는 뛰어난 유량조절 능력이 있음을 알 수 있다.<sup>(2)</sup>

### 2.2.1 Cavitating Venturi의 Relative Parameters

실험의 결과를 보다 일반화하기 위해 압력 차와 유량에 무차원 수를 적용하였다. 압력 차에 대한 무차원 수는 cavitation이 일어난 경우와 그렇지 않은 경우 모두를 표현할 수 있도록 식 (2)로 나타내었다.

$$dP_r = \frac{P_{down} - P_v}{P_{up} - P_v} \quad (2)$$

$P_{down}$ 은 Cavitating venturi의 하류측 압력을 나타내고,  $dP_r$ 은 하류 압력, 즉 연소실 압력( $P_{down}$ )의 공급압력( $P_{up}$ )에 대한 상대적 크기를 나타낸다.

유량에 관한 무차원 수는 이상적인 유량, 즉 choke된 유량 ( $\dot{m}_c$ )과 실제 측정된 유량 ( $\dot{m}_{act}$ )의 비로써 식 (3)와 같이 나타낸다.

$$M_r = \frac{\dot{m}_{act}}{\dot{m}_c} \quad (3)$$

두 무차원 수를 이용하며, 연소실 압력과 유량과의 관계를 구하였다.

## 3. 실험장치 및 방법

### 3.1 비연소 실험장치 및 방법

비연소 실험은 설계된 양의 모의액을 공급하여 cavitation이 발생, 재응축 되는 상태를 가시화 할 수 있도록 Fig. 3과 같이 투명 아크릴로 cavitating venturi를 제작하였다. 실험에 사용된 cavitating venturi의 경우, LOx측은 목직경(D)이 1.213mm, 유량이 120g/s이고, Kerosene측은 목직경이 0.935mm, 유량이 60g/s이다.

Fig. 4는 모의액인 물을 공급하는 공급장치의 계통도이다. 고압 질소가스로 탱크를 가압하여 저장된 모의액을 1/2인치의 SUS관을 통하여 공급할 수 있도록 하였으며, cavitating venturi 상, 하류 측의 압력을 측정하고, 그 때의 유량을 측

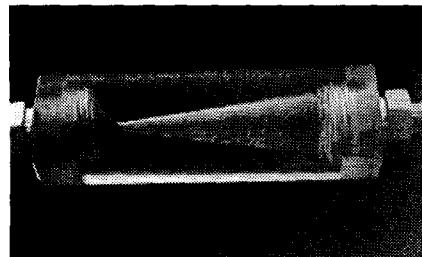


Fig. 3 Cavitating venturi

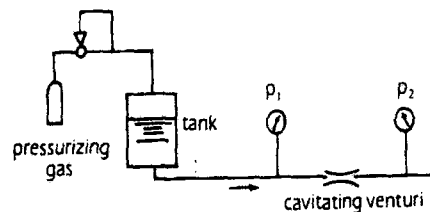


Fig. 4 Schematic of experiments

정할 수 있도록 하였다.

cavitation이 진행되는 상황을 가시화 할 수 있도록 stroboscope와 카메라를 설치하여 촬영하였다.<sup>(2)</sup>

### 3.2 연소 실험장치 및 방법

실험에 사용된 로켓은 액체산소와 케로신(kerosene) 추진제를 coaxial swirl 형태의 인젝터를 통해 공급하며, 추력은 100lbf 정도이다. 점화장치는 가스매탄과 산소를 추진제로 하며, spark plug의 고전압을 이용하여 추진제 점화가 이루어지도록 하였다.

실험 장치는 추진제 공급, test stand 및 중앙통제 시설로 구분된다. 추진제 공급은 직경 1/2 인치(inch) stainless steel 관, 수동 및 공압 조절 밸브 등으로 구성되어 있으며 중앙통제실에서 자동으로 조작 할 수 있도록 되었다. Table 1은 로켓 엔진의 제원이며, Fig. 5는 전반적인 추진제 공급 계통을 나타낸 것이다.

제어실은 전기적 신호를 가하여 추진제 공급밸브의 개폐를 자동 제어하며, 중앙부에 PLC패널이 있고, 연소실험 전과정을 모니터링 할 수 있도록 하였으며, PC로 측정된 압력신호와 유량 신

호를 처리한다.

압력과 유량은 스트레인게이지 압력 변환기(Sensotec社)와 진동식 유량계(Micromotion社)로 측정된 신호를 Global Lab. software가 장착된 PC를 이용하여 채널 당 1,000Hz의 sampling rate로 측정하였다.

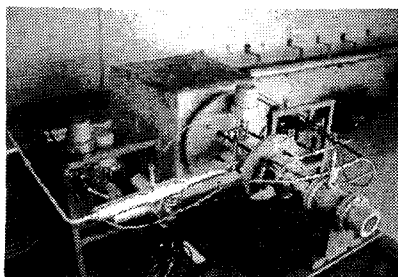
#### 3.2.1 연소 실험방법

연소실험에 앞서 시스템 전체의 작동상태와 배관에서의 누설 여부 및 압력센서의 보정과 작동상태를 확인하였다.

로켓에 산소를 액체상태로 공급할 수 있도록 액체질소로 액체산소 공급관을 충분히 냉각한 뒤, 시편이 삽입된 노즐을 조립하고 3-4초간 최종냉각을 한 후 연소를 하였다. 연소시간은 10초이며, 연소실 압력, 액체산소 및 케로신(kerosene)의 공급유량을 측정하였다.

**Table 1** Design requirements and values of liquid rocket engine

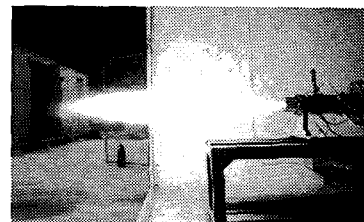
Chamber Pressure	600 psia		
Propellants	Oxidizer	LOx	
	Fuel	Kerosene	
Injector	Type	Swirl (double swirl)	
	Oxidizer	Dia.	6.4 mm
		Fuel	Dia.
O/F Ratio	2.0		



**Fig. 5** Liquid rocket engine

VALVE ON	TIME	VALVE OFF
Data acquisition	0.0sec	
Spark plug	3.0sec	
CH4 & GO2 v/v		
Sub-LOx v/v	5.0sec	
Sub-Kerosene v/v	6.0sec	
	7.0sec	Spark plug
	9.5sec	CH4 & GO2 v/v
Main-LOx v/v	13.4sec	
Main-Kerosene v/v	13.7sec	
	14.5sec	Sub-LOx v/v
	14.7sec	Sub-Kerosene v/v
	23.5sec	Main-LOx v/v
	23.7sec	Main-Kerosene v/v
	25sec	Data acquisition

**Fig. 6** Operating sequences of the control system



**Fig. 7** The image of combustion

연소실험은 Fig. 6의 순서에 의해 진행되었으며, Fig. 7은 연소실험 중의 사진이다.

#### 4. 결과 및 고찰

##### 4.1 2단계 공급시스템

Fig. 8은 본 연구에서 제안한 시스템으로 연소 실험한 결과로써 (a)는 시간에 따른 연소압이며, (b)는 시간에 따른 유량이다. 추진제를 2단계로 공급하였기 때문에 예연소단계의 연소압이 효과적으로 형성되어 주연소단계의 초기의 연소압이 자연스럽게 형성되는 것을 볼 수 있다.

또한, Cavitating venturi를 사용함에 따라 산화제와 연료의 초기 공급유량이 일시적으로 과잉 공급되는 현상을 현저히 감소시킬 수 있음을 볼 수 있다. Fig. 8의 (b)의 표시된 부분을 보면 주연소단계의 초기에 최고 30%의 과잉공급이 발생했으나, 이것은 예연소단계와 주연소단계 사이에 연소 불연속을 방지하기 위한 Overlap에 의한 것이

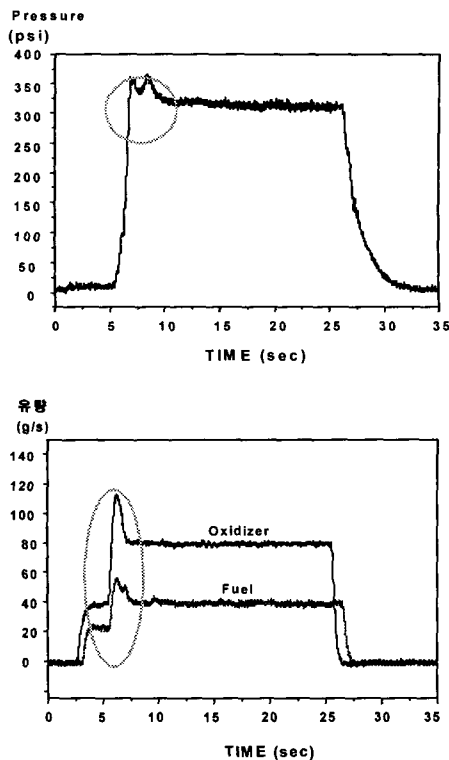


Fig. 8 Signal showing chamber pressure and mass flow rate with improved propellant feed system

며, 앞에서 언급한 과잉공급과는 다른 것이다. 이 정도의 과잉량은 예연소단계의 유량으로써 조절할 수 있으며, 그 양은 예연소단계의 추진제 공급량보다 적은 값이므로 위협적인 것이 아니다.

##### 4.2 Cavitating Venturi

###### 4.2.1 비연소 실험

Cavitating venturi를 이용한 유량공급시스템에서 안정된 유량공급의 성패는 목에서의 cavitation 실제 현상이 이론과의 상대적 차이에 의한 다. 실제 시스템에 장착된 Cavitating venturi와 동일한 치수로 가공된 lucite cavitating venturi로 연소실험을 하기 전에 모의액을 사용해 cavitation 현상을 관찰하였다.<sup>(9)</sup>

Fig. 9는 cavitation 현상을 보여 주고 있다. (a)에서 (d)는 밸브가 완전히 열리기까지의 현상

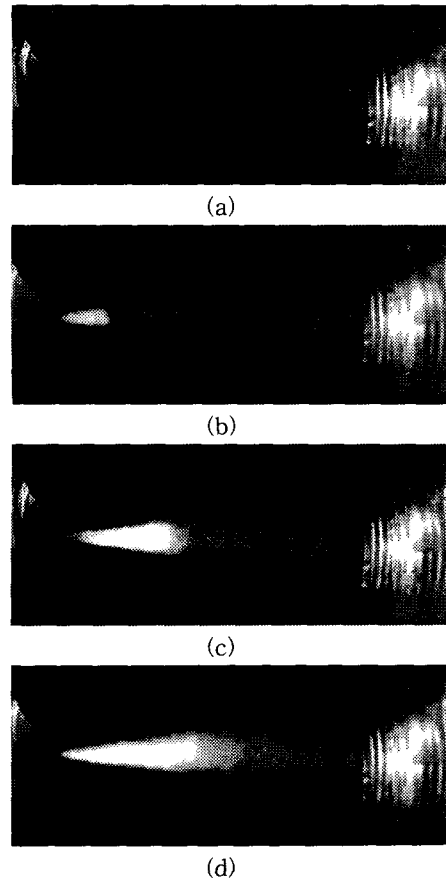


Fig. 9 Images of Cavitation

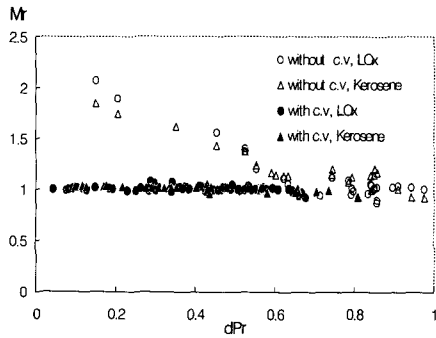


Fig. 10 Mass flow rate vs. Pressure-difference

을 연속적으로 촬영한 것이다. 초기에는 Cavitating venturi의 목 압력  $P_r$ 가 증기압보다 높기 때문에 cavitation이 발생하지 않는다. 밸브를 더 열면  $P_r$ 는 더욱 감소하여 증기압보다 낮아지면서 cavitation이 시작되고, 이후 (c)~(d)와 같이 밸브의 개도를 더욱 증가시키면 증기압 구역은 점점 증가한다. 그러나 이 때 유량은 증가하지 않고 일정하게 유지된다. 또한, Cavitating venturi의 목에서 생성된 기체는 확대부를 통과하면서 재응축 되는 모습도 확인할 수 있다.

#### 4.2.2 설계압력에서의 Cavitating Venturi의 효과

Cavitating venturi의 유량조절 능력을 검증하기 위해 동일한 엔진과 공급시스템에 대해 먼저 Cavitating venturi를 제거하고 실험을 수행하였으며, 그 후 Cavitating venturi를 장착하고 실험을 수행하였다. 두 실험 모두 Cavitating venturi 설계 공급압력( $P_{up,d}$ )을 공급압력으로 설정하여 추진제를 공급하였다. Fig. 10은 연소실험을 반복해서 얻은 결과를 Cavitating venturi가 없을 때와 비교한 것이다.

그래프의 x축은 공급압력( $P_{up}$ )이 고정되어 있는 상태에서의  $dP_r$  값이므로, 연소실 압력 ( $P_{down}$ )의 상대적 크기이고, y축은 실험결과 측정된 유량 ( $\dot{m}_{act}$ )과 설계 유량( $\dot{m}_c$ )의 비이다.

Cavitating venturi를 설치하지 않았을 경우는  $dP_r$ 이 작을 때, 즉 연소실 압력( $P_{down}$ )이 작은 초기에 유량 과잉공급 현상이 확연하게 나타난다. 반면 Cavitating venturi를 설치하면  $dP_r$ , 즉 연소실 압력( $P_{down}$ ) 변화에 관계없이 설계된 유량이 공급되는 것을 볼 수 있다. I. Y. Chen 등은 유량이 과잉 공급되는 구간에서 손실계수가 다른 Small

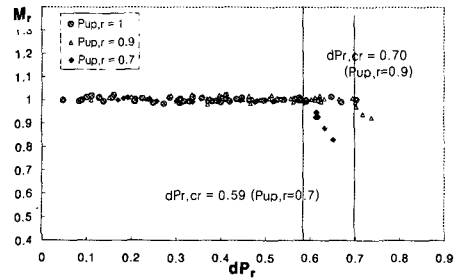


Fig. 11 Mass flow rate vs dPr in LOx

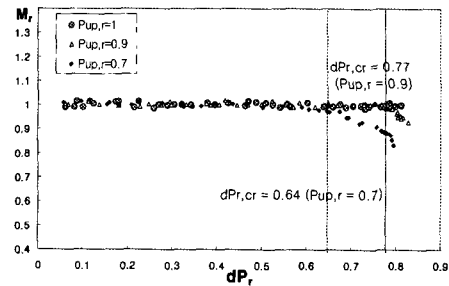


Fig. 12 Mass flow rate vs. dPr in Kerosene

Cavitating venturi의 특성 연구를 수행하였고, 본 연구와 같은 결과를 보였다.<sup>(5)</sup>

#### 4.2.3 공급압력 변화에 따른 Cavitating Venturi의 효과

공급압력의 변화에 따른 유량 변화를 알아보기 위해 Fig. 11, 12와 같이  $P_{up,r}$ 이 0.7, 0.9의 경우에 대해 실험하였다. 여기서  $P_{up,r} = \frac{P_{up,act}}{P_{up,d}}$ 은 실제 공급압력( $P_{up,act}$ )과 설계된 공급압력( $P_{up,d}$ )의 비를 나타내며,  $dP_{r,crit}$ 은  $dP_r$ 의 임계값으로 cavitation은  $dP_r$ 이  $dP_{r,crit}$ 에 비해 작은 구간에서 발생한다.<sup>(5)</sup>

LOx와 kerosene 모두  $P_{up,r}$ 이 0.9일 때보다 0.7일 때  $dP_r$ 의 임계값( $dP_{r,crit}$ )이 감소하였다. 즉  $P_{up,r}$ 이 작아짐에 따라 cavitation이 발생할 수 있는 구간이 줄어들었다.

결국 설계된 공급압력에 비해 실제 공급압력을 감소시킬 경우, 하류측 압력, 즉 연소실 압력의 영향을 받게 되는 구간이 발생, Cavitating venturi의 유량조절 능력이 떨어지게 된다.

## 5. 결론

연소초기의 과잉공급을 피하고, 액체로켓의 안정된 유량공급을 위하여 추진제를 2단계로 공급하고, 또한 Cavitating venturi를 설치한 연소실험 결과 다음과 같은 결과를 얻었다.

(1) 추진제를 2단계로 공급할 경우, 예연소단계의 연소압이 효과적으로 형성되어 주연소단계의 초기의 연소압이 자연스럽게 형성된다.

(2) Cavitating venturi를 장착한 연소실험 결과  $dP_r$  0.8 이하를 포함한 전 실험영역에서 추진제가 안정하게 공급되었다.

(3) 공급압의 비

$$P_{u,r} = \frac{\text{실제 공급압력}}{\text{Cavitating Venturi 설계압력}} \text{ 가 작아질수록}$$

Cavitating venturi의 안정된 유량공급 효과에 대한 신뢰성도 감소하며, 액체산소에 비해 kerosene에서 효과가 높았다.

본 연구의 결과로 Cavitating venturi는 설계영역에서 유량안정에 큰 효과가 입증되었으며, Cavitating venturi는 액체로켓 이외에도 압력 강하량 변화가 큰 시스템에서 매우 효과적으로 사용될 수 있을 것이다.

### 참고문헌

- (1) Sutton G. P., 1992, *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., Jhon Wiley & Sons, Inc.
- (2) 1988, Fox venturi: Fixed and Adjustable Area, Bulletin 020, Fox Valve Development Corp.
- (3) Swanson W. M., 1970, *Fluid Mechanics*, Holt Rinehart & Winston, Inc.
- (4) Iwanicki L. R., 1964, Effect of a Cavitating Venturi, *AIAA*, Vol. 2, No. 4, pp. 753~755.
- (5) Chen I. Y., Small Cavitating Venturi Performance Characteristics at Low Inlet Subcooling, *J. Thermophysics*, Vol. 12. No. 4: Technical Notes.
- (6) Robinson M. J. and Hammitt F. G., 1996, Detailed Damage Characteristics in a Cavitating Venturi, Laboratory for fluid flow and heat transport phenomena nuclear engineering department The University of Michigan Internal report No. 30.
- (7) Robinson M. J., Hammitt F. G., and Lafferty J. F., Garcis R., 1966, Futher Cavitation Damage Characteristics in a Cavitating Venturi Using Water and Mercury as Test Fluids, Laboratory for fluid flow and heat transport phenomena nuclear engineering department The University of Michigan Technical report No. 03424-20.
- (8) Yves Lecoffre, 1999, cavitation Bubble Trackers, A.A. Balkema.
- (9) Gummer J. H. and Thew M. T., 1998, Venturi Investigations into Cavitation in Ethylene glycol/Water Mixtures, *Proc. Instn. Mech.*, Vol. 212 part E.
- (10) Frederick G. Hammitt, 1980, *Cavitation and Multiphase Flow Phenomena*, Mcgraw-Hill International Book Company.